

Apparatus and methods for in-space satellite operations

Publication number: DE69425730T

Publication date: 2001-04-19

Inventor: SCOTT DAVID R (US)

Applicant: SCOTT DAVID R (US)

Classification:

- international: **B64G1/10; B64G1/24; B64G1/26; B64G1/36; B64G1/64; B64G1/28; B64G1/40; B64G1/00; B64G1/24; B64G1/36; B64G1/64; B64G1/22; (IPC1-7): B64G1/00; B64G1/22; B64G1/64**

- European: **B64G1/10E; B64G1/24; B64G1/24A; B64G1/26; B64G1/36; B64G1/64C**

Application number: DE19946025730T 19941114

Priority number(s): US19930152459 19931112; WO1994US13052 19941114

Also published as:



WO9731822 (A2)
WO9514611 (A1)
EP0684920 (A1)
US5806802 (A1)
US5803407 (A1)

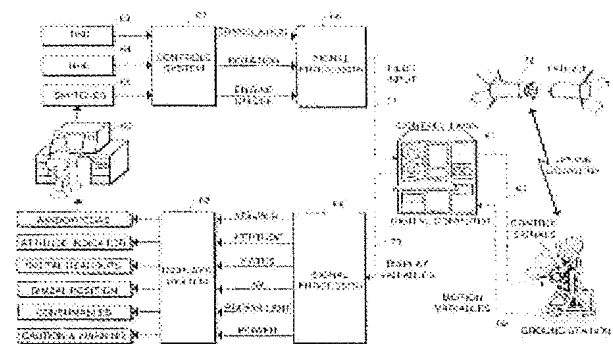
more >>

[Report a data error here](#)

Abstract not available for DE69425730T

Abstract of corresponding document: **US5806802**

Apparatus and method for performing satellite proximity operations such as inspection recovery and life extension of a target satellite through operation of a "Satellite Inspection Recovery and Extension" (SIRE) spacecraft which can be operated in the following modes (teleoperated, automatic, and autonomous). The SIRE concept further consists of those methods and techniques used to perform certain (on-orbit) operations including, but not limited to, the inspection, servicing, recovery, and lifetime extension of satellites, spacecraft, space systems, space platforms, and other vehicles and objects in space, collectively defined as "target satellites." The three basic types of SIRE proximity missions are defined as "Lifetime Extension", "Recovery", and "Utility." A remote cockpit system is provided to permit human control of the SIRE spacecraft during proximity operations.



Data supplied from the **esp@cenet** database - Worldwide



19 BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENT- UND
MARKENAMT

12 Übersetzung der
europäischen Patentschrift

97 EP 0 684 920 B 1

10 DE 694 25 730 T 2

51 Int. Cl.⁷:
B 64 G 1/00
B 64 G 1/22
B 64 G 1/64

21	Deutsches Aktenzeichen:	694 25 730.3
86	PCT-Aktenzeichen:	PCT/US94/13052
96	Europäisches Aktenzeichen:	95 910 853.1
87	PCT-Veröffentlichungs-Nr.:	WO 95/14611
86	PCT-Anmeldetag:	14. 11. 1994
87	Veröffentlichungstag der PCT-Anmeldung:	1. 6. 1995
97	Erstveröffentlichung durch das EPA:	6. 12. 1995
97	Veröffentlichungstag der Patenterteilung beim EPA:	30. 8. 2000
47	Veröffentlichungstag im Patentblatt:	19. 4. 2001

DE 694 25 730 T 2

30	Unionspriorität:	152459	12. 11. 1993	US
73	Patentinhaber:	Scott, David R., Los Angeles, Calif., US		
74	Vertreter:	PATENTANWÄLTE CHARRIER RAPP & LIEBAU, 86152 Augsburg		
84	Benannte Vertragsstaaten:	DE, FR, IT		

72 Erfinder:
gleich Anmelder

54 VERFAHREN FÜR DAS ARBEITEN VON SATELLITEN IM WELTRAUM

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist (Art. 99 (1) Europäisches Patentübereinkommen).

Die Übersetzung ist gemäß Artikel II § 3 Abs. 1 IntPatÜG 1991 vom Patentinhaber eingereicht worden. Sie wurde vom Deutschen Patent- und Markenamt inhaltlich nicht geprüft.

DE 694 25 730 T 2

Die vorliegende Erfindung betrifft Verfahren zur Durchführung von Satellitenarbeiten im Weltraum, wie z.B. die Modifizierung der Nutzungsdauer eines Weltraumsatelliten, dessen Inspektion, die Korrektur seiner Raumflugbahn oder dergleichen.

Die Erfindung betrifft insbesondere Verfahren zum Verlängern oder anderweitigen Modifizieren der nützlichen Betriebsdauer von Satelliten, die Kommunikationen, Wetteraufklärung, Raumaufklärung und ähnliche Funktionen ausführen.

In einem anderen Aspekt betrifft die Erfindung Verfahren zur Verlängerung der Nutzungsdauer solcher Satelliten ohne Durchführung komplizierter Auftankungs- oder Reparaturfunktionen im Raum.

Gemäß einem weiteren Aspekt betrifft die Erfindung Verfahren zur Durchführung geplanter Vorgänge zum Herausnehmen eines Satelliten aus dem Orbit und seine Wiedereinbringung in den Orbit oder zum Auffrischen eines verbrauchten Satelliten in einen höheren Orbit oder in eine andere Flugbahn, um die Herausnahme aus dem Orbit zu verzögern oder um einen Satelliten in einen Park- oder sonstigen nützlichen oder nicht nützlichen Orbit oder eine solche Flugbahn zu bringen.

In einem weiteren Aspekt betrifft die Erfindung Verfahren zur Durchführung einer Reihe verschiedener Annäherungsoperationen, z.B. Inspektion eines funktionsfähigen oder nicht funktionsfähigen Satelliten, um dessen Zustand zu ermitteln usw.

Aufgrund der hohen Zuverlässigkeit moderner Elektronik wird das Ende der Lebensdauer (EOL) der meisten Satelliten durch ein Ausgehen des Bordkraftstoffs und den damit verbundenen Verlust von Fluglage und Positionssteuerung verursacht, d.h. für Orientierung, Ausrichtung,

14.09.00

- 2 -

einschließlich Stabilisierung und Orbitsteuerung. Der frühere vorgeschlagene Ansatz zum Verlängern des EOL besteht im Nachfüllen des Kraftstoffs in den Satellitentanks durch Betankung von einem anderen Raumschiff aus. Alternativ könnte dieses Ziel durch mechanisches Anbringen zusätzlicher externer Kraftstofftanks am Zielsatelliten erreicht werden.

Über ein EOL durch normale Kraftstofferschöpfung hinaus hat es zahlreiche Fälle gegeben, bei denen Satelliten zunächst in unakzeptable Orbits geraten sind. Diese Orbits konnten durch zusätzliche Antriebsmanöver korrigiert werden. Aber die Verwendung des Bordkraftstoffes der Satelliten, um diesen in einen akzeptablen Orbit zu bringen, führte zu einer entsprechenden Reduzierung der Nutzungsdauer des Satelliten. In einigen Fällen war eine anfängliche Orbitkorrektur unmöglich, weil dadurch der Bordkraftstoffvorrat des Satelliten vollständig erschöpft worden wäre.

In der Vergangenheit wurden beträchtliche Bemühungen darauf aufgewendet, eine Auftankungstechnik im Weltraum zu entwickeln. Dies erforderte jedoch umfangreiche und kostspielige Modifikationen an konventionellen Satelliten, riskante Annäherungsoperationen, mögliche Kontaminationen des Satelliten durch entweichenden Kraftstoff und sonstige praktische Probleme.

Umgekehrt, wenn die Verlängerung der Betriebsdauer eines Satelliten aus verschiedenen Gründen nicht möglich ist, z.B. wegen sonstiger Fehlfunktionen eines Satelliten oder seiner Geräte, die nicht repariert werden können, oder aufgrund einer Überalterung des Satelliten, dann wäre es wünschenswert, wenn eine vorgeplante Herausnahme aus dem Orbit und ein Wiedereinbringen in den Orbit durchgeführt werden könnten. Auf diese Weise würde der funktionsunfähige oder

14.09.00

- 3 -

überalterte Satellit den verfügbaren Raum für funktionsfähige Satelliten nicht belegen und somit die Wahrscheinlichkeit von Kollisionen mit anderen Satelliten oder Raumfahrzeugen verringern. Wenn die Herausnahme aus dem und das Wiedereinbringen in den Orbit vorgeplant werden können, dann verringern diese Techniken auch die Möglichkeit eines Wiedereintritts in populierte Bereiche mit möglichen katastrophalen Folgen. Ferner wäre es selbst dann, wenn eine geplante Herausnahme aus dem und ein Wiedereinbringen in den Orbit nicht notwendig sind und wenn es wünschenswert wäre, den Orbit eines Satelliten im Raum anderweitig zu ändern, wünschenswert, eine Vorrichtung und Verfahren bereitzustellen, um die Flugbahn eines Satelliten im Raum auf eine andere nützliche oder nicht nützliche Bahn zu ändern oder Satelliten, die nützliche Orbits belegen oder die kurz davor sind, den Orbit zu verlassen, in weniger stark belegte und ungefährliche Parkorbits aufzufrischen.

Die Hauptaufgabe der vorliegenden Erfindung besteht in der Bereitstellung von Verfahren zur Durchführung von Satellitenoperationen im Weltraum, wie z.B. zum Verlängern oder anderweitigen Modifizieren der Nutzungsdauer eines Weltraumsatelliten, zum Modifizieren seiner Flugbahn usw.

Eine weitere Aufgabe der Erfindung besteht in der Bereitstellung einer solchen Verlängerung der Nutzungsdauer eines Weltraumsatelliten durch ein vereinfachtes Verfahren im Vergleich zu bekannten Techniken, die das Auftanken des Weltraumsatelliten beinhalten.

Eine weitere Aufgabe der Erfindung besteht in der Bereitstellung von Methoden, die eine geplante Herausnahme verbrauchter oder überalterter Satelliten aus dem und deren Wiedereinbringen in den Orbit zulassen, die das Ändern der Flugbahn eines Satelliten auf eine andere nützliche oder

14.09.00

- 4 -

nicht nützliche Bahn zulassen oder die ein Wiederauffrischen verbrauchter oder überalterter Satelliten in einen Parkorbit ermöglichen.

Die EP-A-0382858 beschreibt ein Verfahren zum Entsorgen eines orbitalen Raumschiffs. Verfahren zur Durchführung von Annäherungsoperationen im Weltraum zum Einstellen des Lebensdauer eines Zielsatelliten gemäß der Erfindung sind in den Ansprüchen 1 und 2 definiert.

Es folgt eine ausführliche Beschreibung der Erfindung unter Bezugnahme auf die Zeichnungen. Dabei zeigt:

Fig. 1 eine perspektivische Ansicht eines Verlängerungsraumschiffes, konfiguriert gemäß einer derzeit bevorzugten Ausgestaltung der Erfindung;

Fig. 2 eine teilweise aufgeschnittene perspektivische Ansicht des Servicemoduls des Verlängerungsraumschiffes von Fig. 1;

Fig. 3 eine perspektivische Ansicht des Befehlsmoduls des Verlängerungsraumschiffs von Fig. 1;

Fig. 4 die Andockungsmanöver und das mechanische Verbinden des Verlängerungsraumschiffs von Fig. 1-3 mit einem Zielsatelliten;

Fig. 5-7 ein typisches Missionsszenario, das mit der Vorrichtung und dem Verfahren der Erfindung durchgeführt wird, um einen Satelliten von einem unbrauchbaren Orbit in seinen beabsichtigten nützlichen Orbit zu bringen, danach seine Lage zu halten und die angedockte Kombination aus Verlängerungsraumschiff und Zielsatellit auszurichten.

Die Figuren 8-9 zeigen ein ortsfernes Cockpit-System, das in der bevorzugten Ausgestaltung der Erfindung eingesetzt wird, um eine menschliche Steuerung von Annäherungsoperationen wie Andocken, Inspektion usw. zu ermöglichen.

Kurz ausgedrückt, gemäß einer Ausgestaltung der

14.09.00

- 5 -

Erfindung wird ein Verfahren zum Justieren der Lebensdauer eines Zielsatelliten bereitgestellt. Das Verfahren beteiligt ein Verlängerungsraumschiff, mit dem eine Einheit aus Satellit und andocktem Raumschiff gebildet wird. Das
5 Verlängerungsraumschiff beinhaltet ein Andockungsmittel, um den Zielsatelliten und das Verlängerungsraumschiff zur Bildung der Einheit aus andocktem Satellit und Raumschiff miteinander zu verbinden, Leit-, Navigations- und Steuersysteme sowie einen Bordtreibstoffvorrat. Die Leit-,
10 Navigations- und Steuersysteme des Verlängerungsraumschiffs bilden das Mittel zum Steuern der Position der Einheit aus andocktem Satellit und Raumschiff. Der Bordtreibstoffvorrat reicht für Rendezvous und Andocken des Raumschiffes am Satelliten und für eine Positionssteuerung
15 der Einheit aus andocktem Satellit und Raumschiff aus.

In einer bevorzugten Ausgestaltung der Erfindung werden zusätzliche Verfahrensschritte für eine Regelkreis-Telepräsenz bereitgestellt, wobei die Bewegung des Verlängerungsraumschiffes relativ zum Zielsatelliten durch
20 hinaufgesendete Signale von einem von Menschen bedienten Handcontroller in einem ortsfernen Cockpit (der den Leitcomputer beinhaltet) als Reaktion auf Sichtanzeigen gesteuert, die von den Bordkameras des Raumschiffs erzeugt werden, um einen Fernbetrieb des Verlängerungsraumschiffes
25 während der Annäherungsoperationen wie z.B. Andocken, Inspektion usw. durchzuführen.

Der hierin verwendete Begriff "Justieren der Lebensdauer eines Zielsatelliten" bedeutet entweder die Verlängerung der Nutzungsdauer eines Zielsatelliten, die
30 normalerweise durch die Verfügbarkeit von Bordtreibstoff für die Positionssteuerung begrenzt ist, oder das Beenden der Umlaufaktivität eines verbrauchten oder überalterten Satelliten durch eine geplante Herausnahme aus dem und ein

14.09.00

- 6 -

Wiedereinbringen in den Orbit oder durch einen Transfer eines Satelliten von seinem früheren Orbit in eine andere Flugbahn oder in einen Parkorbit.

Der hierin verwendete Begriff "Steuern der Position
5 der Einheit aus angedocktem Satellit und Raumschiff" beinhaltet sowohl die Steuerung der Flugbahn der angedockten Einheit relativ zur Erde und/oder die Steuerung der Fluglage der angedockten Einheit relativ zur Erde oder relativ zum Sternfeld.

10 Gemäß einer anderen Ausgestaltung der Erfindung wird ein Verfahren zum Justieren der Lebensdauer eines Zielsatelliten vorgeschlagen. Das erfindungsgemäße Verfahren umfasst die folgenden Schritte: mechanisches Verbinden eines Verlängerungsraumschiffes mit dem
15 Zielsatelliten, Bilden einer Einheit aus angedocktem Satellit und Raumschiff und Aktivieren der Leit-, Navigations- und Steuersysteme des Verlängerungsraumschiffs zur Bereitstellung einer Positionssteuerung für die Einheit aus angedocktem Satellit und Raumschiff. Das in diesem
20 Verfahren verwendete Raumschiff hat einen Bordtreibstoffvorrat für die Positionssteuerung der Einheit aus angedocktem Satellit und Raumschiff nach dem Andocken.

In einer bevorzugten Ausgestaltung der Erfindung beinhaltet das Verfahren die Verwendung eines "ortsfernen
25 Cockpits", das einen Leitcomputer, Handcontroller und ein Sichtanzeigegerät enthält. Hinaufgesendete Signale vom Leitcomputer auf der Basis der "Steuergesetze" und Eingänge von von einem Menschen bedienten Handcontrollern (als Reaktion auf Sichtanzeigen, die von den Bordfernsehkameras
30 im Raumschiff und anderen verarbeiteten heruntergesendeten Eingängen wie z.B. Fluglage, Verbrauchsstoffe, Vorsichts-/Warnhinweise usw. erzeugt werden) ermöglichen eine Fernbedienung des Raumschiffes bei Annäherungsoperationen

14.09.00

- 7 -

wie z.B. Andocken, Inspektion usw.

Die Figuren 1-3 zeigen ein Verlängerungsraumschiff, das gemäß den Grundsätzen der vorliegenden Erfindung verwendet wird. Das Raumschiff 10 umfasst ein Befehlsmodul 11 und ein Servicemodul 12. Der Verlängerungssatellit ist exoatmosphärisch aufgebaut und kann in den Weltraum geschossen werden, z.B. in einen Rendezvous-Phasenorbit oder einen niedrigen ersten Orbit in der umschlossenen Ladebucht oder in der Umgebungshülle eines Erdstartraumfahrzeugs wie z.B. dem Taurus oder dem Space Shuttle, je nach Missionserfordernissen, Verfügbarkeit, Kosten usw. So ist z.B. in einer Ausgestaltung der Erfindung das Referenz-Erdstartraumfahrzeug das Delta 7920, das eine niedrige Nutzlasteinsatzkapazität in den Erdorbit von etwa 5.000 kg und eine geosynchrone Transferorbit-Kapazität von etwa 1.300 kg hat.

Das Servicemodul 12 arbeitet als "Weltraumbus" für das Befehlsmodul 11 und sorgt unter anderem für Antrieb, Energie und Kommunikationsunterstützung und hält so den Bedarf an entsprechenden Subsystemen im Befehlsmodul 11 minimal. Die theoretische Lebensdauer des Befehlsmoduls 11 in der Operationsphase für einen Weltraumeinsatz kann somit relativ kurz gehalten werden, basierend auf speziellen programmierten Aufgaben am Zielfahrzeug während einer festgelegten Aktivitätsperiode. So wird beispielsweise für bestimmte Missionen das Befehlsmodul 11 vom Servicemodul 12 getrennt und arbeitet unabhängig. Außerdem kann für bestimmte Missionen ein Raumtransportfahrzeug (STV) wie das in meinem erteilten US-Patent Nr. 5,242,135 offenbarte eingesetzt werden, um das Verlängerungsraumschiff 10 vom Abschuss-Eintauch-Orbit in einen Rendezvous-Phasen-Orbit (RPO) zu bringen.

Wie für die Fachperson verständlich sein wird, können

14.09.00

- 8 -

alle Funktionen des Befehlsmoduls 11 auch in das Servicemodul 12 integriert werden, aber eine Trennung von Befehls- und Servicemodule, wie hierin beschrieben, ergibt eine maximale Missionsflexibilität, und deshalb ist dies
5 eine derzeit bevorzugte Ausgestaltung der Erfindung.

Insbesondere unter Bezugnahme auf Fig. 2 ist der Hauptzweck des Servicemoduls 12 die Erhöhung der Antriebsfähigkeiten des Befehlsmoduls 11. Wenn beispielsweise das Befehlsmodul 11 als Variante des SDIO
10 Lightweight Exoatmospheric Projectile (LEAP) Vehicle konfiguriert ist, dann kann das Servicemodul 12 auf dem Design des existierenden "Small Altimeter" (SALT) Satelliten basieren, der von Intraspace, Inc., North Salt Lake City, Utah, für die United States Navy hergestellt
15 wurde. Das Servicemodul 12 beinhaltet einen Befehlsmodul-Adapterring 21, GPS-Antenne 22, S-Band OMNI-Antenne 23, Orbiteintauchmotoren 24, Treibstofftanks 25, Batterien 26. Auf dem Mitteldeck 27 sind ein Reaktionssteuersystem 28 und ein Bordprozessor 29 montiert. Diese Komponenten befinden
20 sich in einer Vollschalenstruktur 30, an der solarbetriebene Zellenanordnungen 31 montiert sind.

Das Servicemodul 12 ist so dimensioniert, dass es alle Rendezvous- und Annäherungsmanöver sowie spezielle Transfermanöver durchführt, die für die Einheit aus
25 angedocktem Verlängerungsraumschiff und Zielsatelliten erforderlich sind. Für bestimmte Zielraumschifforte kann der Energiebedarf zum Positionieren des Verlängerungsraumschiffs für das Rendezvous größer sein, als dies mit dem Servicemodul 12 möglich ist, z.B. bei
30 einer Neigungsänderung für den Zielsatelliten. In solchen Fällen käme das STV zum Verlängerungsraumschiff 10 hinzu, um die Antriebsfähigkeiten des Servicemoduls 12 zu erhöhen.

Für größere Manöver ist das Servicemodul 12 mit einem

14.09.00

- 9 -

speicherbaren Bi-Treibstoffsystem ausgestattet, das aus einer "Quad"-Array von vier aufgerüsteten Marquardt R-4-D 490 Newton (100 lb) Schubtriebwerken ausgestattet ist. Diese Konfiguration gibt ein ausreichendes Schub-Gewichts-
5 Verhältnis, um die Auswirkungen von nicht-impulsiven Manövern minimal zu halten, sowie Redundanz für Triebwerksausfälle, um die Mission zu beenden. Triebwerke des Typs Marquardt R-4-D werden aufgrund ihrer sehr hohen Zuverlässigkeit, ihres hohen Isp-Wertes (322 Sekunden),
10 ihrer Reife (mehr als 800 wurden hergestellt) und ihrer Verfügbarkeit gewählt.

Um Kontaminationen des Zielsatelliten zu verhindern, wenn das Verlängerungsraumschiff die Fluglage hält, ist das Fluglagensteuersystem des Verlängerungsraumschiffes ein
15 Stickstoff-Kaltgassystem bestehend aus 16 x 22N (16 x 5 lb) Schubtriebwerken, die in Vierergruppen am Umfang des Servicemoduls 12 montiert sind. Mit dieser Konfiguration sind sowohl Dreiachsen-Rotation als auch Dreiachsen-Translation beispielsweise zur Fluglagehaltung und zum
20 Andocken möglich.

Gemäß Fig. 3 beinhaltet das Befehlsmodul 11 mehrere größere Subsysteme, einschließlich dem Leit-, Navigations- und Steuersystem (GNC), das für alle Operationen des Verlängerungsraumschiffes verwendet wird, ein
25 Hauptantriebssystem mit "Umlenk"-Schubtriebwerken mit einem Schub von jeweils 490N (100 lbs), einem Fluglagesteuersystem sowie Daten- und Kommunikationssystemen. Die Nutzlast des Befehlsmoduls besteht aus einem "Sucher"-Subsystem mit Sensoren für
30 Zielort, Verfolgung und Inspektion, und einem Andockungssystem mit verschiedenen Service-Vorrichtungen wie z.B. einer Andockungsvorrichtung oder Roboterarmen mit Klemmen oder Greifern.

14.09.00

- 10 -

Die Grundkonfiguration des Befehlsmoduls 11 ist als vollkommen unabhängiges Fahrzeug definiert, um die Missionsplanungsflexibilität zu erhöhen, die Schnittstellenanforderungen minimal zu halten, die Nutzung existierender oder kleiner Entwicklungsraumschiffe zu maximieren und unabhängiges Testen und Überprüfen bestimmter Annäherungsoperationen und Hardware bei Bodeneinrichtungen vor dem Start zu ermöglichen. Das Befehlsmodul 11 kann am Servicemodul 12 befestigt bleiben (wie für die UHF-1 Recovery-Mission, die nachfolgend beschrieben wird), oder kann losgelöst sein und autonom arbeiten. Das Servicemodul 12 könnte daher zwei oder mehr Befehlsmodule 11 tragen. Bei einer solchen Konfiguration fungiert das Servicemodul 12 als Primärraumschiff, und das/die Befehlsmodul(e) kann/können für die Verwendung als Beobachtungsraumschiff abgetrennt werden. In beiden Fällen würden vor der Abtrennung des/der Befehlsmoduls/e 11 bestimmte Rendezvous-Bremsmanöver von den Umlenk-Schubtriebwerken der Einheit aus Befehlsmodul und Servicemodul durchgeführt.

Das Referenz-Design-Befehlsmodul 11 besteht aus einer Variante des SDIO LEAP mit geringfügigen Modifikationen. Das Rocketdyne AHIT Vehicle wird als Referenz-Befehlsmodul 11 gewählt. Dieses Fahrzeug hat mehrere Fullup-Hover-Tests in der SDIO National Hover Test Facility absolviert. In der derzeitigen Konfiguration wiegt es 10,2 kg, einschließlich 1,7 kg Treibstoff. Es erzeugt eine Delta-Geschwindigkeitsrate von 357 m/sec.

In dieser Konfiguration hat das Befehlsmodul Kaltgas-Fluglagesteuersystem-Schubtriebwerke 32 und zwei Umlenk-Schubtriebwerke 33, die einen wesentlich höheren Schub (490N, 100 lb) erzeugen als die Servicemodul-Triebwerke (22N, 5 lb). Diese Umlenk-Schubtriebwerke 33 werden entlang

14.09.00

- 11 -

der Sichtlinie vom Servicemodul 12 auf den Zielsatelliten ausgerichtet. Diese Umlenk-Schubtriebwerke 33 würden nicht in unmittelbarer Nähe zum Zielsatelliten verwendet, um eine Kontamination des Satelliten zu verhüten. Die verbleibenden
5 beiden Umlenk-Schubtriebwerke des AHIT-Vehicle werden entfernt.

Diese Vorwärtsausrichtung der Umlenk-Schubtriebwerke macht es möglich, dass die Sucher-Baugruppe ständig in Richtung auf den Zielsatelliten orientiert wird, so dass
10 sich ein Rotieren des Verlängerungsraumschiffs um 180 Grad gegenüber der Zielsichtlinie [*1] erübrigt, um Bremsmanöver durchzuführen. Es könnten zwar die Triebwerke 24 des Servicemoduls 12 verwendet werden, um den Bremsvorgang durchzuführen, aber das niedrige Schubniveau dieser
15 Triebwerke (insgesamt 90N, 20 lbs) würde zu weitaus längeren Brennzeiten und sehr niedrigen Margen im Hinblick auf Zündzeit, Brenndauern, Orbitalposition und relative Geschwindigkeit führen.

Die Figuren 5-7 illustrieren ein typisches
20 Missionsszenario, das von der Vorrichtung und den Verfahren der vorliegenden Erfindung durchgeführt werden kann. Dieses Szenario sieht illustrativ die Wiederherstellung des UHF-1-Satelliten der Marine vor, der am 29. März 1993 von einem degradierten Startfahrzeug aus in einen nutzlosen Orbit geschossen wurde. Danach meldete die Navy, der UHF-1
25 Satellit sei ein Totalverlust. Derzeit befindet sich der UHF-1 Satellit 41 im wesentlichen in einem geosynchronen Transferorbit 51 mit einem Perigäum bei 118 nm, einem Apogäum bei 19,365 nm und einer Neigung bei 27 Grad. Das in
30 den Figuren 5-7 dargestellte Wiederherstellungsflugprofil ist darauf ausgerichtet, ein Eintauchen des Satelliten 41 in den geostationären Orbit (GEO) 52 durch Zirkularisieren des Orbits durchzuführen und seine Neigung auf etwa null

14.09.00

- 12 -

Grad zu reduzieren.

Um diese Mission durchzuführen, wird das Verlängerungsraumschiff 10 von einem Erdstartfahrzeug 53 von der Erde in einen Rendezvous-Phasenorbit (RPO) 54 mit
5 einem Perigäum von 180 nm, einem Apogäum von etwa 19,345 nm und einer Neigung von 27 Grad geschossen. Nach dem Eintauchen des Verlängerungsraumschiffes 10 in den RPO wird eine Vier-Impuls-Sequenz eingeleitet, die aus einer co-elliptischen Sequenzeinleitung (CSI), einer konstanten
10 Delta-Höhe (CDH), einer Terminal-Phasen-Einleitung (TPI) und Bremsen besteht. CSI stellt ein gewünschtes Verhältnis von relativer Höhe zu Phasenwinkel zwischen dem Verlängerungsraumschiff 10 und dem Zielsatelliten 41 her. CSI stellt auch auf der Basis nachfolgender Manöver die
15 Standardbeleuchtungsbedingungen sowie die Transferzeit für die endgültige Annäherung an das Ziel 41 her. CDH stellt eine konstante Differentialhöhe zwischen dem Verlängerungsraumschiff 10 und dem Zielsatelliten her. TPI stellt eine Flugbahn des Verlängerungsraumschiffes her, die
20 den Zielsatelliten 41 zu einem vorbestimmten Zeitpunkt und einer bestimmten Position auf dem Orbit 52 des Zielsatelliten 41 kreuzt. Ein nominelles Transferintervall von 130 Grad wird verwendet, um den Treibstoffverbrauch zu optimieren, eine zureichende Steuerautorität bei der
25 Endannäherung bereitzustellen, die anscheinende Inertialbewegung des Zielsatelliten 41 (relativ zum Sternfeld) als nahe Null beim letzteren Teil des Kreuzens zu gewährleisten und sicherzustellen, dass der Transfer entlang der Sichtlinie verläuft. Das Bremsen erfolgt als
30 eine Reihe von eigenen Manövern, die mit bestimmten Entfernungs-/Raten-"Gates" durchgeführt werden, die jeweils in einer Entfernung vom Ziel erfolgen, an dem die tatsächliche Entfernung/Rate auf einen vorgeplanten Wert

14.09.00

- 13 -

reduziert wird. Die Manöver an diesen Gates reduzieren allmählich die relative Geschwindigkeit zwischen den Fahrzeugen auf null. Nach dem Andocken des Verlängerungsraumschiffes 10 an den Zielsatelliten 11 führt
5 dann die angedockte Einheit 57 eine Reihe von Manövern durch, um das Perigäum der angedockten Einheit 58 durch Zwischenorbits zu heben (in Fig. 7 durch gestrichelte Linien dargestellt), um das Perigäum auf 19,365 nm zu heben und um die Neigung auf nahe null zu reduzieren, wodurch die
10 angedockte Einheit in den endgültigen Betriebsorbit (GEO) 52 gebracht wird.

Die Figuren 8-9 beschreiben das System, das bei den Verfahren der derzeit bevorzugten Ausgestaltung der Erfindung beteiligt sind. Dazu gehört ein "ortsfernes
15 Cockpit" 60 für die menschliche Steuerung von Rendezvous- und Annäherungsoperationen, z.B. Inspektion und/oder Andocken. Das ortsferne Cockpit 60, das sich am Boden oder an Bord eines anderen Raumschiffes befinden kann, beinhaltet den Leit-, Navigations- und Steuersystem-
20 Computer 61, der die Steuergesetze, ein Steuersystem 67 und die Variablenanzeige 62 enthält. Das Steuersystem 67 beinhaltet einen pilotbedienten Translations-Handcontroller 63, einen Rotations-Handcontroller 64 und Triebwerk-Ein-Aus-Schalter 65. Es sind geeignete Signalprozessoren 66
25 vorgesehen, um die hinaufgesendeten Steuersignale 68 und heruntergesendete Raumschiffbewegungs-Variablensignale 69 zu erzeugen. Verarbeitete Steuersignale 71 ("Piloteingang") vom Steuersystem 67 und seinem zugehörigen Signalprozessor 66 werden zum Raumschiff 72 hinaufgesendet, das wiederum
30 Bewegungsvariablensignale 69 zum GNC-Computer 61 heruntersendet, um die Anzeigevariablensignale 73 zum Signalprozessor 66 des Anzeigesystems 62 zu generieren.



- 1 -

Ansprüche

1. Verfahren zur Durchführung von Annäherungsoperationen
im Weltraum, um die Lebensdauer eines Zielsatelliten (41)
zu justieren, wobei das Verfahren die folgenden Schritte
5 umfaßt:
 - a) Fernsteuern eines Verlängerungsraumschiffes (10)
in Annäherung an einen orbitalen Zielsatelliten
(41);
 - 10 b) mechanisches Verbinden des
Verlängerungsraumschiffes (10) mit dem
Zielsatelliten (41), um eine Einheit (58) aus
Satellit und andocktem Raumschiff zu bilden,
wobei das Verlängerungsraumschiff (10) folgendes
umfaßt:
 - 15 (i) Leit-, Navigations- und Steuersysteme (33)
für die Positionssteuerung des
Verlängerungsraumschiffes (10) und der
Einheit (57, 58) aus Satellit und
andocktem Raumschiff, und
 - 20 (ii) einen Bordtreibstoffvorrat (25) für die
Positionssteuerung der Einheit aus Satellit
und andocktem Raumschiff, um die
Lebensdauer des Zielsatelliten (41) zu
verlängern; und
 - 25 c) Aktivieren der Leit-, Navigations- und
Stereusysteme des Verlängerungsraumschiffes, um
eine Positionssteuerung für die Einheit aus
Satellit und andocktem Raumschiff
bereitzustellen, um die Lebensdauer des
30 Zielsatelliten zu verlängern.
2. Verfahren zur Durchführung von Annäherungsoperationen
im Weltraum, um die Lebensdauer eines Zielsatelliten
(41) zu justieren, wobei das Verfahren die folgenden

14.09.00

- 2 -

Schritte umfaßt:

- a) Fernsteuern eines Verlängerungsraumschiffes (10) in Annäherung an einen orbitalen Zielsatelliten (41);
- 5 b) mechanisches Verbinden des Verlängerungsraumschiffes (10) mit dem Zielsatelliten (41), um eine Einheit (58) aus Satellit und andocktem Raumschiff zu bilden, wobei das Verlängerungsraumschiff (10) folgendes
10 umfaßt:
 - (i) Leit-, Navigations- und Steuersysteme (33) für die Positionssteuerung des Verlängerungsraumschiffes (10) und der Einheit (57, 58) aus Satellit und
15 andocktem Raumschiff, und
 - (ii) einen Bordtreibstoffvorrat (25) für die Positionssteuerung der Einheit aus Satellit und andocktem Raumschiff, um die Lebensdauer des Zielsatelliten (41) zu
20 verlängern; und
- c) Aktivieren der Leit-, Navigations- und Steuersysteme des Verlängerungsraumschiffes (10), um die Positionssteuerung für die genannte Einheit aus Satellit und andocktem Raumschiff
25 für eine Bewegung der Einheit aus Satellit und andocktem Raumschiff von einem ersten Orbit zu einem zweiten Orbit bereitzustellen;
- d) Betreiben des Zielsatelliten in dem zweiten Orbit.
- 30 3. Verfahren zur Durchführung von Annäherungsoperationen im Weltraum nach Anspruch 2, ferner umfassend den folgenden Schritt:
Verlängern der Lebensdauer des Zielsatelliten (41)

14.09.00

- 3 -

durch eine fortdauernde Aktivierung der Leit-, Navigations- und Steuersysteme des Verlängerungsraumschiffes.

4. Verfahren nach einem der vorherigen Ansprüche, bei dem
- 5 Annäherungsoperationen des Verlängerungsraumschiffes (10) und des Zielsatelliten (41) von einem ortsfernen Cockpit (60) aus ferngesteuert werden, umfassend:
- a) einen Leit-, Navigations- und Steuercomputer (61) für das Verlängerungsraumschiff (10), der sich im Cockpit (60) ortsfern vom Verlängerungsraumschiff (10) befindet;
 - b) ein Raumschiffvariablen-Anzeigesystem (62), das sich in dem ortsfernen Cockpit (60) befindet, mit einem Sichtanzeigegerät für Signale, die von einer Fernsehkamera und einem Bewegungssensor an Bord des Verlängerungsraumschiffes (10) durch den Steuercomputer (61) heruntergesendet werden;
 - c) Steuermittel (67) zum manuellen Steuern durch einen menschlichen Piloten in dem ortsfernen Cockpit (60) in Reaktion auf Anzeigen an dem genannten Anzeigesystem (62), mit einem Mittel zum Erzeugen von Piloteneingabesignalen durch den Steuercomputer, die Fluglagen- und Geschwindigkeitsbefehle geben, die zu dem Verlängerungsraumschiff (10) hinaufgesendet werden, um das Verlängerungsraumschiff (10) während der Annäherungsvorgänge zu steuern.

1/8

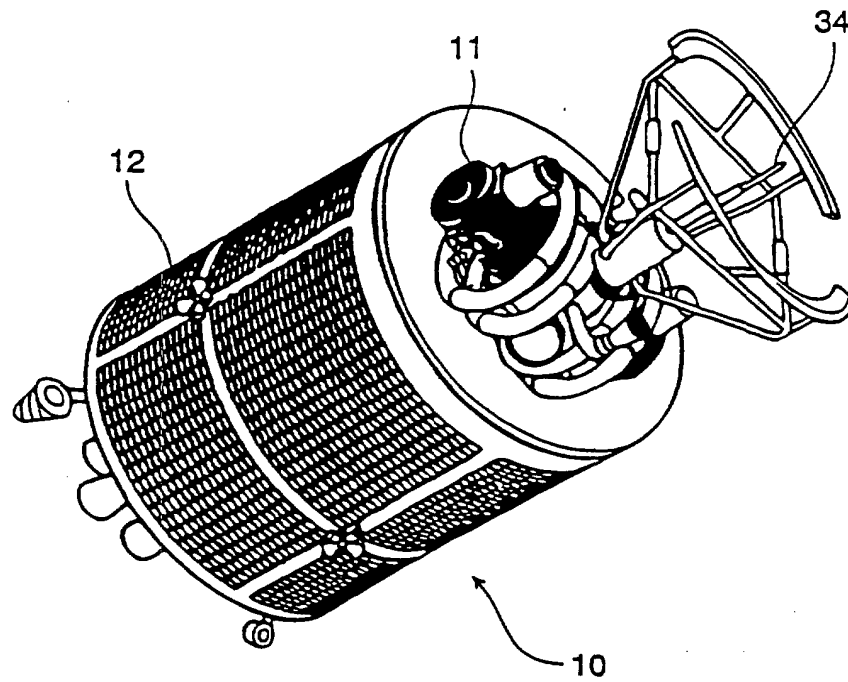


FIG. 1

14-09-00

2/8

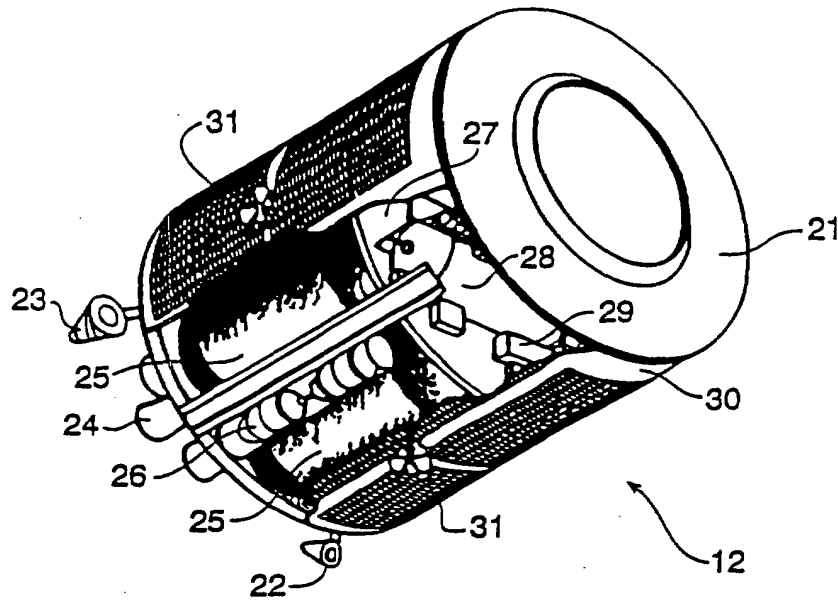


FIG. 2

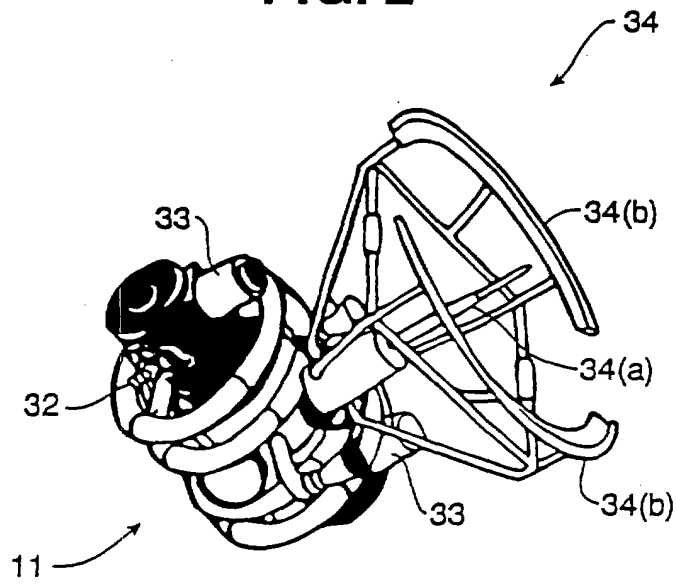


FIG. 3

14-09-00

3/8

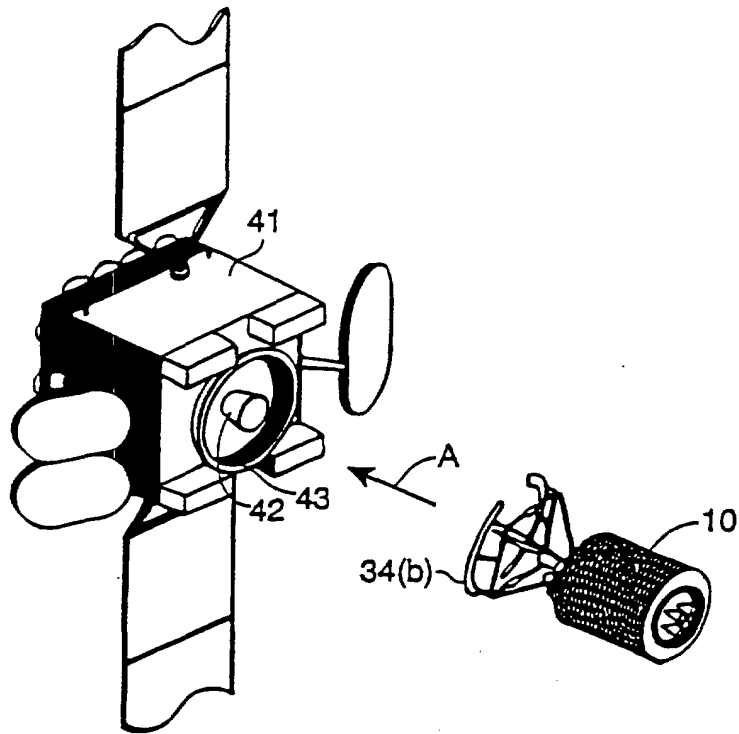


FIG. 4(a)

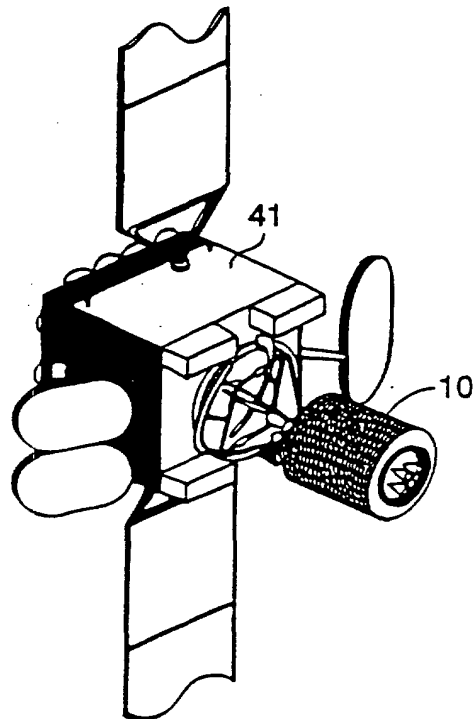


FIG. 4(b)

14.09.00

- 14 -

4/8

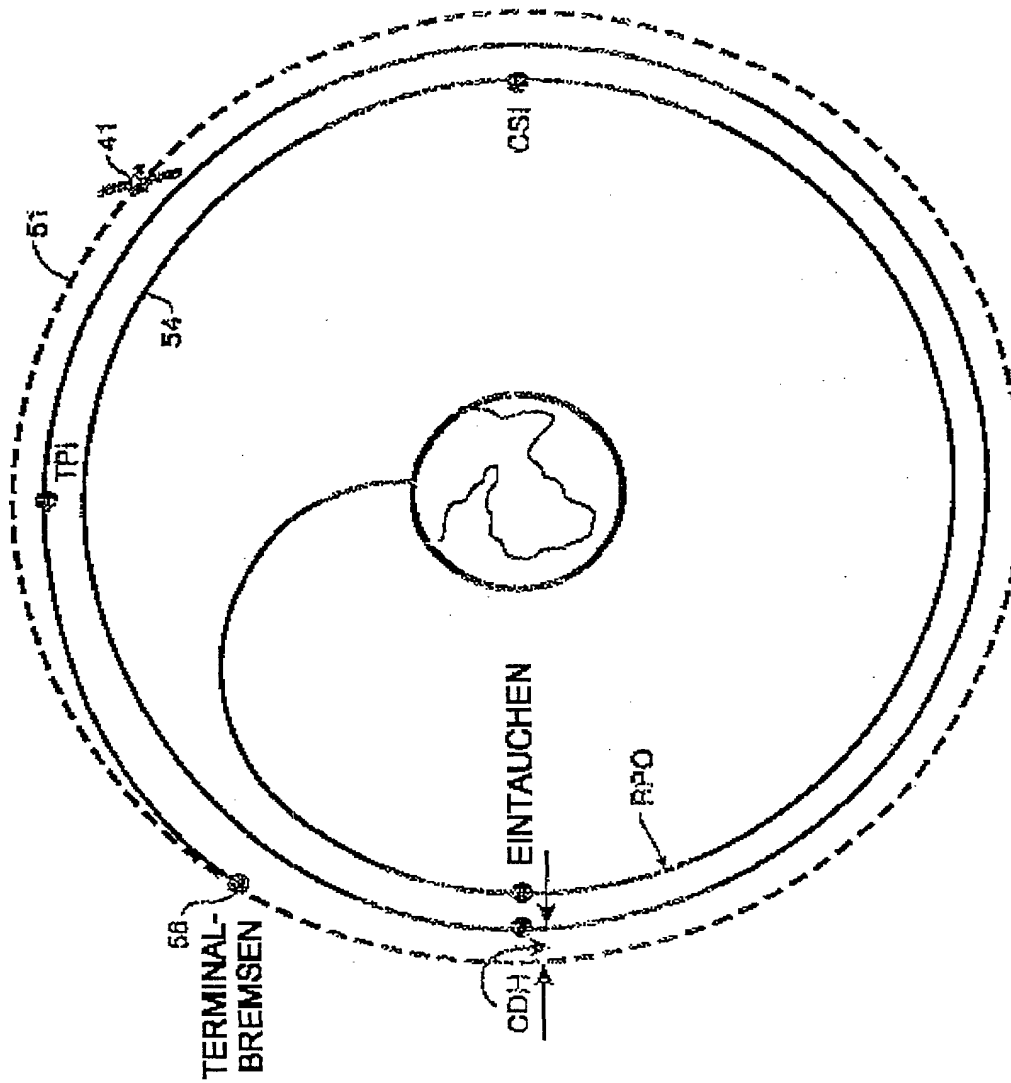


FIG. 5

14.09.00

- 15 -

5/8

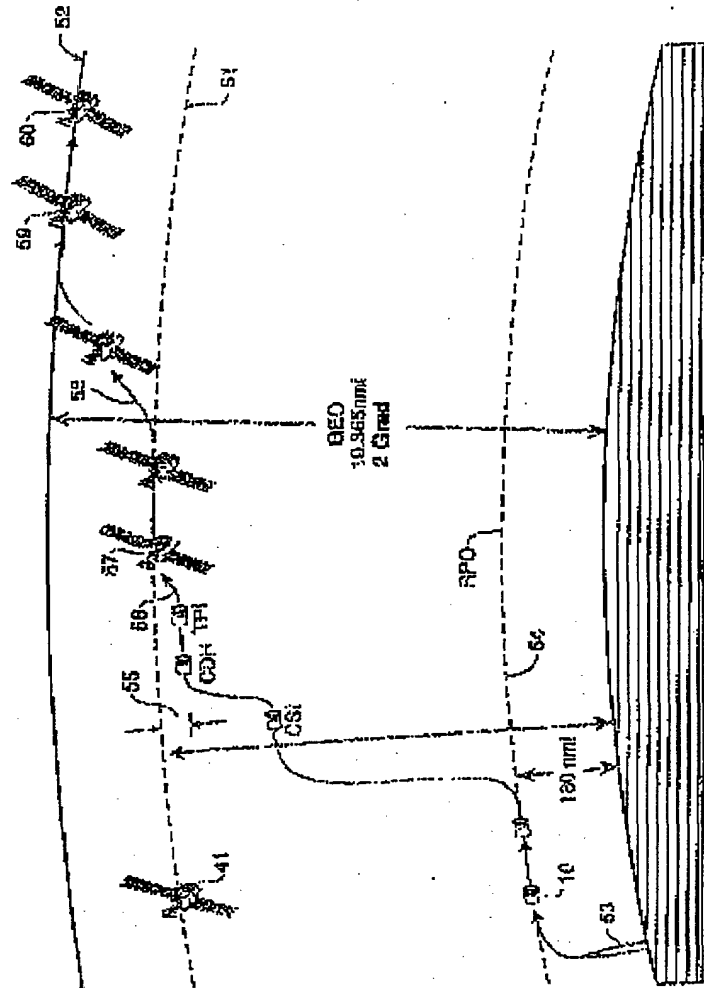


FIG. 6

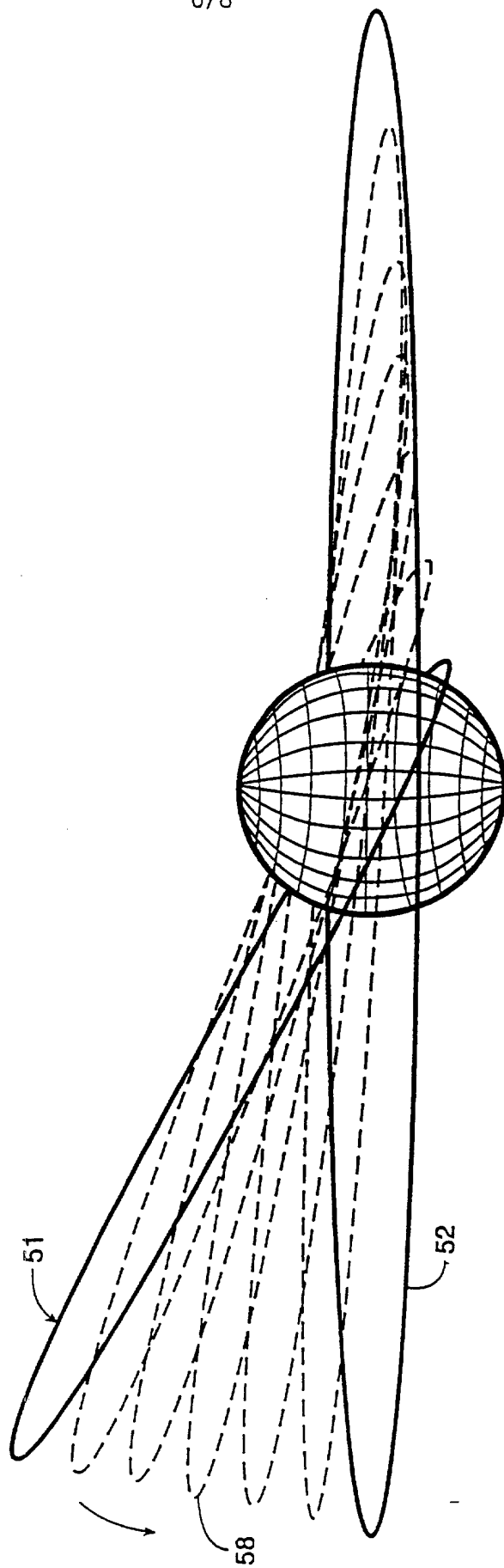


FIG. 7

14.09.00

- 16 -

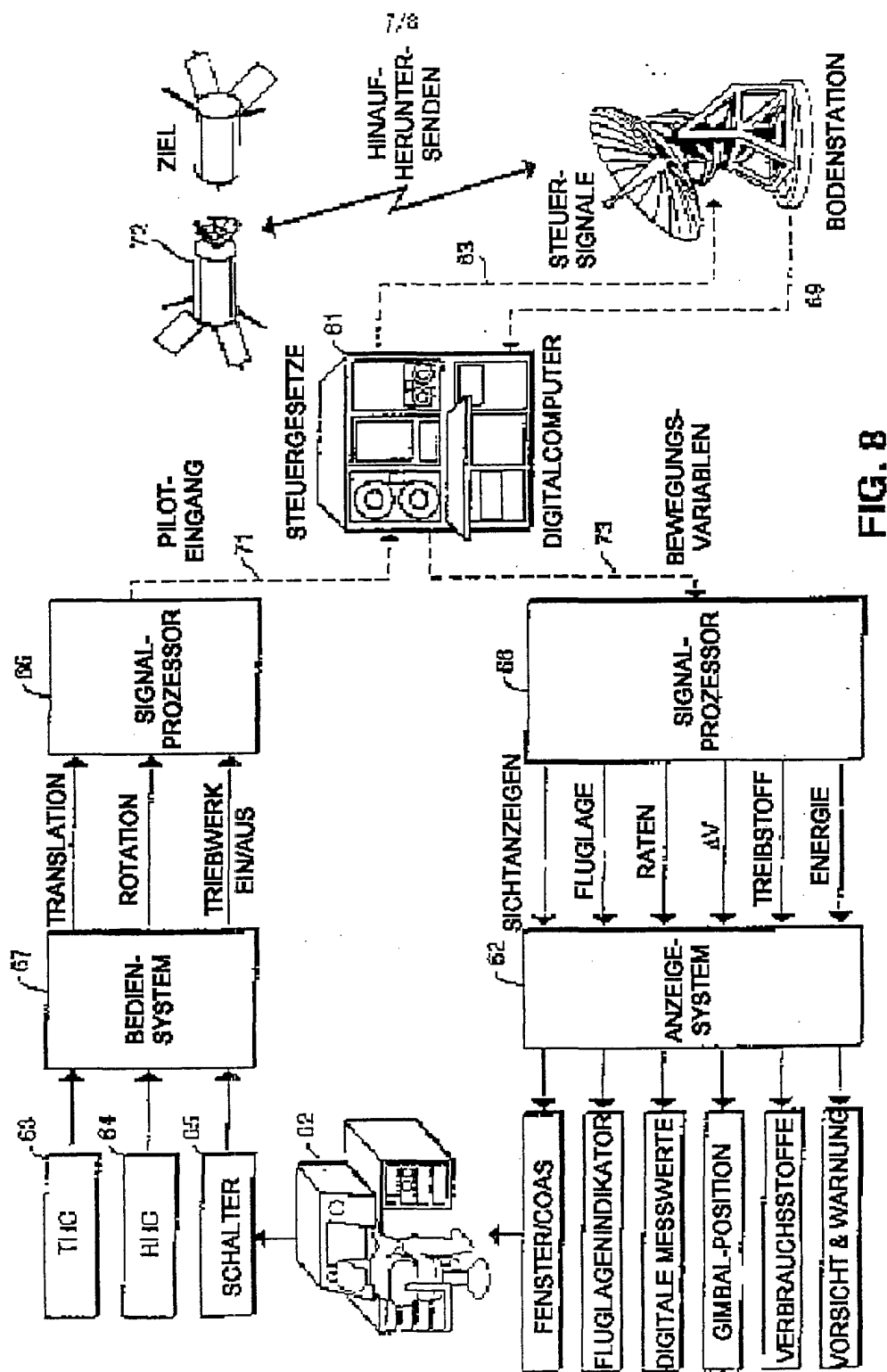


FIG. 8

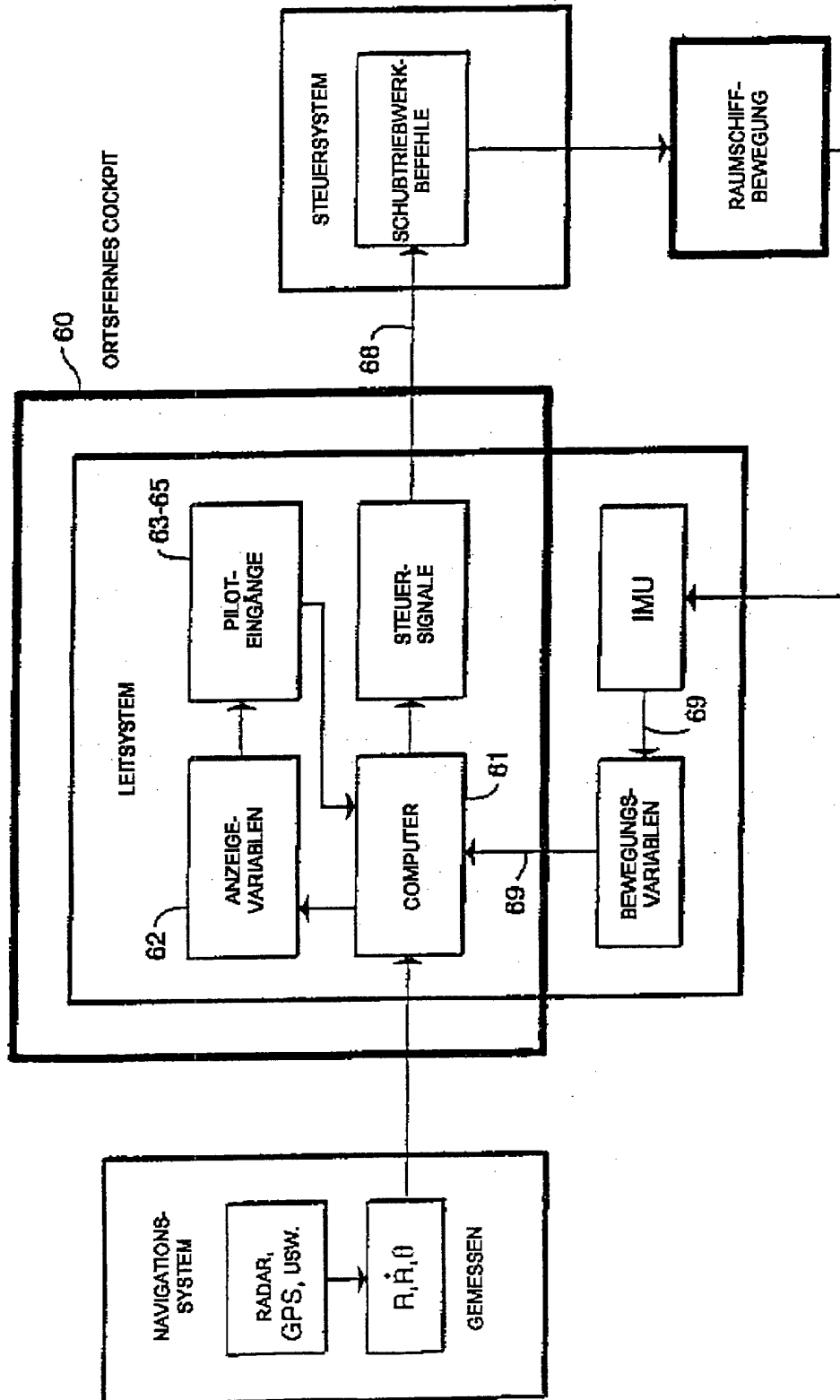


FIG. 9